

变结构 RBCC 发动机亚燃模态全流道数值模拟研究 *

叶进颖, 潘宏亮, 秦 飞, 王亚军, 朱韶华

(西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 变结构燃烧室是提高宽范围工作火箭基组合循环 (Rocket-based combined-cycle, RBCC) 发动机性能的有效途径之一。通过全流道三维数值模拟的方法, 研究变结构 RBCC 发动机在低来流马赫数条件下燃烧室与进排气匹配状况, 以及采用变结构燃烧室进行亚燃模态可靠燃烧组织的可行性。针对 $Ma=3$ 来流, 研究了火箭冲压和纯冲压燃烧模式下的发动机性能, 并实现了燃烧室工作模式的转变。通过研究得到以下结论: (1) 在火箭冲压工作模式下, 一次火箭小流量工作能够提高二次燃料的燃烧效率, 冲压燃烧室比冲性能较优, 燃烧室与进排气能够匹配工作。(2) 燃烧室工作在火箭冲压模式时, 采用燃料支板集中喷注燃料的性能优于隔离段和燃料支板分散喷注时性能; 发动机工作在纯冲压模式时, 燃烧效率将会下降, 并且发动机冲压比冲比火箭冲压工作模式下降 10.2%, 全流道比冲则上升 14.5%。

关键词: 火箭基组合循环; 变结构; 燃烧室; 亚燃模态; 数值模拟; 燃烧性能

中图分类号: V236 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 09-1948-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190725

Ramjet Mode of Variable Geometry RBCC via Full Flow Path Numerical Simulations

YE Jin-ying, PAN Hong-liang, QIN Fei, WANG Ya-jun, ZHU Shao-hua

(Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The use of a structurally variable combustor is one of the most effective methods to improve the performance of a rocket-based combined-cycle (RBCC) engine over a wide operating range. Aims to study the matching between the combustor and the inlet/exhaust of a variable geometry RBCC engine at low inflow Mach numbers via full flow path of three-dimensional numerical simulations. Furthermore, focus on the feasibility of using a variable geometry combustor to carry out a steady secondary fuel combustion organization in ramjet mode. Under the inflow condition of $Ma=3$, the engine performances were studied based on the rocket-ramjet and pure ramjet combustion mode, and the transition of the engine from the rocket-ramjet mode to the pure ramjet mode was obtained in the variable geometry ram combustor. Concluding remarks are summarized as: (1) In the rocket ramjet mode, the primary rocket has obvious positive effects on improving the secondary fuel combustion efficiency and results in a higher ramjet specific impulse. Matching of the combustor and inlet/exhaust has been realized under the rocket-ramjet mode. (2) In the rocket ramjet mode, improvement of the engine performances prefers a

* 收稿日期: 2019-10-18; 修订日期: 2020-01-09。

基金项目: 陕西省重点研发计划 (2019ZDLGY19-09)。

作者简介: 叶进颖, 博士, 助理研究员, 研究领域为组合动力发动机技术。

通讯作者: 潘宏亮, 博士, 教授, 研究领域为组合动力发动机技术。

引用格式: 叶进颖, 潘宏亮, 秦 飞, 等. 变结构 RBCC 发动机亚燃模态全流道数值模拟研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 1948-1955. (YE Jin-ying, PAN Hong-liang, QIN Fei, et al. Ramjet Mode of Variable Geometry RBCC via Full Flow Path Numerical Simulations[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9):1948-1955.)

concentrated fuel injection rather than a dispersed injection through isolator section and pylons. In the pure ramjet mode, the specific impulse of the full flow path increases by 14.5%, compared with in the rocket-ramjet mode, despite the decrease of ram specific impulse by 10.2% due to a worsen combustion efficiency.

Key words: Rocket-based combined-cycle; Variable geometry; Combustor; Ramjet mode; Numerical simulation; Combustion performance

1 引言

火箭基组合循环(RBCC)发动机作为一种宽域多任务工作的组合推进系统,具有火箭高推重比和冲压发动机高比冲的特点,能够实现从零速起飞到高超声速飞行,是未来空天运输和临近空间飞行器的主要动力形式之一^[1-4]。目前,针对热力喉道的RBCC发动机进行了大量的研究工作^[5-7],然而,从热力学的观点来看,RBCC发动机燃烧室在超燃模态需要扩张构型满足超声速燃烧需求,而在引射和亚燃模态燃烧室出口的最优构型则是收-扩结构^[2]。同时,燃烧室为了保持较优的性能,需要其扩张比随着飞行马赫数的增大而逐渐减小^[8]。因此,对于多模态工作的RBCC发动机,采用燃烧室变结构的方式能够满足发动机的高效工作。前期,针对变结构RBCC燃烧室在 $Ma=2\sim6$ 亚燃模态的性能进行了数值模拟和试验研究^[9],结果表明,采用几何喉道的变结构燃烧室能够在宽范围内高效稳定燃烧,相比于热力喉道燃烧室具有更优的发动机性能。

相关研究表明,在较低的飞行马赫数阶段,作为加速爬升型RBCC发动机来说,低的发动机性能将会导致较高的燃料消耗^[10],制约了自加速RBCC的竞争能力。在亚燃冲压模态低马赫数阶段,通过燃烧室扩张比的改变可以增大二次当量比、减小火箭流量,提升发动机比冲并满足推力需求。因此,采用变结构燃烧室降低低马赫数亚燃冲压模态阶段一次火箭流量、尽早完成火箭冲压模态向纯冲压模态转换,提升发动机低马赫数性能,才能够更好地拓展RBCC发动

机的应用范围。另外,宽范围工作RBCC发动机进气与燃烧室耦合影响着发动机的性能^[11],有必要进行全流道一体化的发动机性能研究。

为了研究采用变结构燃烧室的RBCC发动机在低来流马赫数的性能,本文采用三维数值模拟的方法研究其全流道一体化性能。首先,针对 $Ma=3$ 来流条件研究变结构RBCC发动机在火箭冲压模式下的性能,然后详细研究变结构RBCC发动机在不同喷注策略下的燃烧室性能,并研究其在不同燃烧组织策略下燃烧室由火箭冲压向纯冲压工作模式转换的可能性。

2 发动机构型和数值模拟方法

2.1 变结构RBCC发动机构型

进气道采用二元三波系混压式进气道,三级外压缩面,三级外压缩角分别为 4.5° 、 5.0° 和 5.5° ,总外压缩角 15° ,内压缩角 15° ,唇缘结构角为 6° ,在 $Ma=6$ 来流时实现激波封口。通过进气道喉道高度的调节实现进气道总收缩比在 $3.8\sim7.6$ 调节。RBCC全流道方案采用的变结构进气道如图1所示,进气道全长 $24.14H$, H 为进气道出口高度。进气道变结构部件为可转动前体A和可伸缩唇口B,通过可转动前体实现进气道喉道面积调节,通过可伸缩唇口实现溢流窗大小的调节。

前期研究表明,燃烧室内二次燃料的燃烧区间长度随着来流总温的升高而缩短^[9]。同时,随着飞行马赫数的提高,燃烧室内燃气的温度逐渐提高,燃烧室的热防护难度越来越大。基于以上两点考虑,

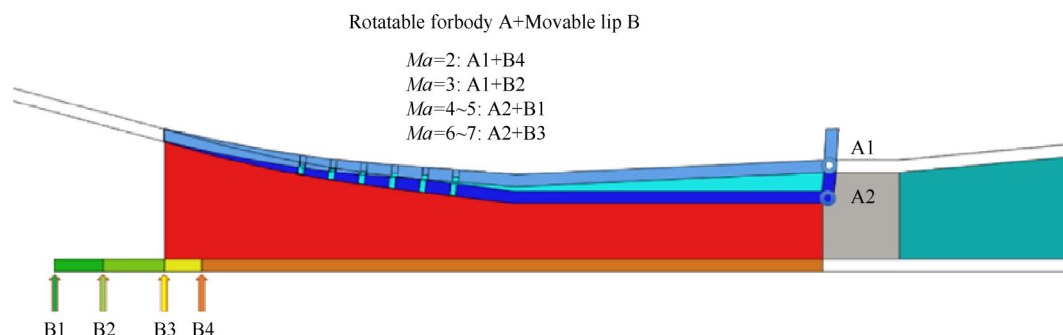


Fig. 1 Variable inlet configurations

可以通过燃烧室结构的变化,即燃烧室上顶板和几何喉道的向前平移满足燃烧室扩张比和几何喉道面积的减小,同时还能缩短燃烧室长度。图2给出了变结构燃烧室流道方案示意图,燃烧室前部为一次火箭段,采用中心支板式火箭实现二次燃料的点火稳焰。其中,中心支板占比0.2,并且中心支板两侧还可以充当隔离段的延长段的作用,增加进气道的抗反压能力。燃烧室内则通过顶板和几何喉道单自由度平移满足不同马赫数下燃烧室扩张比和喉道面积,燃烧室内释热长度可由 $Ma=2$ 工况的 $18.56H$ 向 $Ma=6$ 工况下的 $11.41H$ 变化,使燃烧室释热长度减小了约38.5%。燃烧室内布置了三处燃料喷注位置,即中心支板(Strut)和两对燃料支板(Pylon 1和Pylon 2)。其中,中心支板和燃料支板Pylon 1为位置固定,燃料支板Pylon 2则随着燃烧室上顶板前后平移。为了使二次燃料与来流空气更好地掺混,在燃烧室宽度方向,两对燃料支板均匀分布;在燃烧室高度方向, $Ma=2$ 构型时两对燃料支板完全均分流道。

在较宽的飞行马赫数区间,采用固定结构尾喷管无法满足燃烧室内高温燃气在尾喷管内均处于完全膨胀状态。尾喷管采用固定结构,喷管膨胀比一般取中间马赫数的膨胀比,以兼顾宽范围内的喷管性能,然而这会带来较低飞行马赫数时尾喷管处于过膨胀状态,而高飞行马赫数时尾喷管的欠膨胀状态严重,均会影响发动机的整体性能。因此,尾喷管将采用变结构调节方案,其调节方案如图3所示,尾喷管总长 $18.54H$,调节总共分为三档(膨胀比1.5,1.8和2.2), $Ma=2\sim 4$ 时,燃气在尾喷管内基本处于完全膨胀状态, $Ma=5\sim 7$ 时,则处于欠膨胀状态。

表1给出了 $Ma=3$ 来流发动机构型的主要参数。

Table 1 Parameters of the RBCC configurations under $Ma=3$ inflow condition

Inlet contraction ratio	Combustor expansion ratio	Throat expansion ratio	Nozzle expansion ratio
3.8	2.8	2.3	1.8

2.2 数值模拟方法

在工程实际计算中,RANS方法仍然是目前使用最为广泛的湍流数值模拟方法。本文利用非结构三维流体计算软件CFD++^[12]中非线性(Cubic) $k-\varepsilon$ 湍流模型求解雷诺时均N-S方程,非线性 $k-\varepsilon$ 湍流模型能更好地模拟流场正应力各项异性、漩涡以及流线的曲率影响。该模型在文献[13-15]中对HIFIRE-2双模态冲压发动机燃烧室进行了三维数值模拟,并能与实验数据很好贴合。

由于燃烧室采用液体煤油燃料作为二次燃料进行燃烧,为了模拟燃烧室内煤油液滴的蒸发雾化,本文采用欧拉离散相(EDP)模型来模拟二次燃料的喷注。实际的燃烧过程通常是湍流和化学反应相互作用的结果,如果不考虑湍流影响,在预测点火延迟时间等方面有一定的不利影响,然而本文只考虑稳态过程,因此湍流对燃烧的影响可以忽略^[16],故采用有限速率模型模拟燃烧室的燃烧过程。本文采用煤油作为二次燃料,其成分通常较为复杂,是一种混合物,采用 $C_{10}H_{20}$ 作为煤油的替代分子,其物性参数参见文献[17]。煤油的化学反应机理涉及到很多个基元反应,考虑数值模拟的可实现性以及计算机资源,采用10组分12步简化动力学模型^[18]模拟煤油的燃烧。

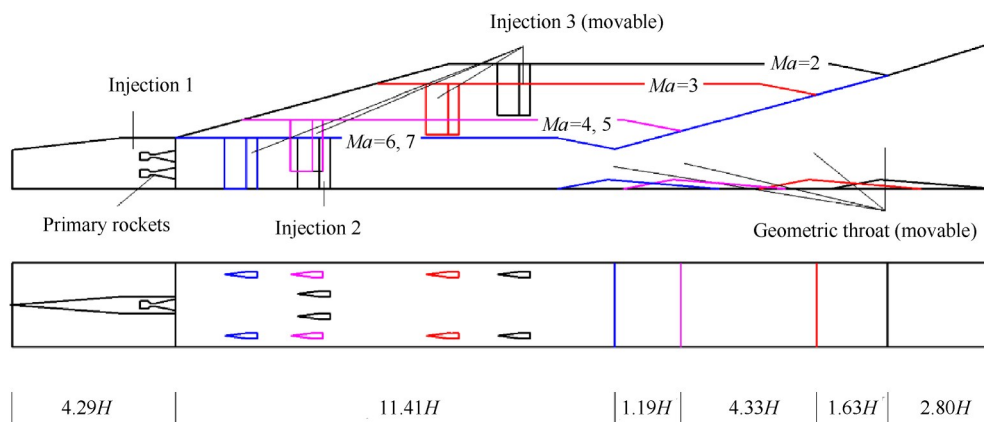


Fig. 2 Variable geometry combustor configurations

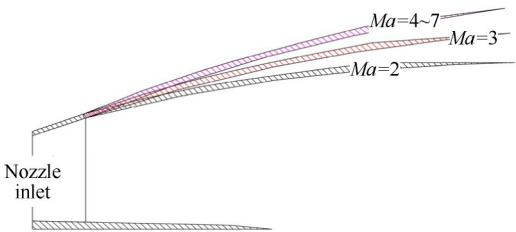


Fig. 3 Variable geometry nozzle configurations

2.3 数值模拟方法验证

采用西北工业大学 RBCC 直连实验所获得的液态煤油变结构发动机直连实验结果验证超声速来流条件下液态煤油燃烧模拟的准确性。 $Ma=3$ 模拟隔离段入口马赫数为 1.6, 总压为 0.6MPa, 总温为 600K, 一次火箭流量 0.12kg/s; 二次燃料通过流向涡支板喷注, 当量比为 0.7。考虑上述发动机的对称性, 取其一半流道作为计算区域, 并对壁面附近适当加密以保证计算精度, 计算网格总数约为 120 万。

数值计算与实验壁面压力对比曲线如图 4 所示。从图中的压强曲线可以看出, 数值计算与实验所测得的压力曲线能较好贴合。同时, 数值计算所得压力曲线在各个特征位置所反映的趋势也与实验一致, 如燃料支板处压力的小幅振荡以及燃烧释热带来的压力小幅下降。在燃烧室内, 数值模拟数据相比试验测试数据最大误差约为 10.8%, 平均误差为 6.2%, 因此可以认为本文所采用的数值计算方法切实可行, 能较为准确地反映实际流场的状况, 并较为准确地模拟变结构燃烧室燃烧流场。

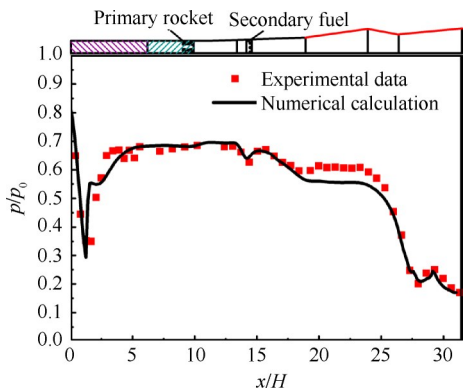


Fig. 4 Numerical simulation validation through measured pressure

2.4 计算工况介绍

由于发动机几何构型对称, 在进行全流道网格划分时取 1/2 区域进行计算以节省计算时间, 并对发

动机壁面附近进行局部加密, 网格总数约为 350 万。进气道和尾喷管计算区域采用压力远场、压力出口边界条件, 一次火箭入口采用质量流量入口条件, 发动机壁面边界则采用无滑移绝热壁面。

RBCC 变结构燃烧室喷注位置主要为隔离段喷注(Strut)和燃料支板喷注, 其中, 燃料支板分为固定燃料支板喷注(Pylon 1)和移动燃料支板喷注(Pylon 2)。表 2 为 $Ma=3$ 来流全流道耦合的燃烧室燃烧组织计算工况, 表中给出了不同来流参数下燃烧室内一次火箭和二次当量比喷注情况。工况 1 和工况 2 的二次燃料喷注方案一致, 研究两个工况火箭开关状态对发动机性能的影响。在当火箭关闭后通过在隔离段内喷注少量二次燃料以替代火箭的稳焰作用, 因此, 工况 3 和工况 4 则在隔离段内喷注 0.2 当量比二次燃料, 对比不同燃烧组织方式对发动机性能的影响。

Table 2 Operation condition parameters

Case	$\dot{m}_{\text{rocket}} / (\text{kg/s})$	Oxygen/fuel ratio	Equivalence ratio	Injection scheme strut+pylon 1+pylon 2
1	0.12	2.6	1	0.0+0.6+0.4
2	0	-	1	0.0+0.6+0.4
3	0.12	2.6	1	0.2+0.4+0.4
4	0	-	1	0.2+0.4+0.4

3 结果与讨论

3.1 流场分析

图 5 为 $Ma=3$ 来流不同工作模式下流道压力对比曲线, 工况 1、工况 3 和工况 4 的压力曲线类似, 均在燃烧室内建立了较高的压力, 工况 2 燃烧室压力则较低。在一次火箭均工作的工况 1 和工况 3 隔离段和燃烧室前半段压力基本重合, 而燃烧室后半段工况 1 压力较高, 这表明在火箭冲压工作模式下, 采用燃料较为集中的工况 1 具有更高的燃烧压力, 而工况 3 少量燃料隔离段喷注, 喷注位置较为分散反而不利于燃烧室压力的建立。然而, 在工况 1 的基础上关闭一次火箭后则为工况 2, 此时燃烧室压力大幅下降, 在几何喉道的作用下形成了较低的燃烧室压力平台。此时隔离段压力基本保持不变, 说明此时隔离段内基本无流动分离, 也就无法形成预燃激波串, 同时超声速气流撞击燃料支板导致 $x/H=5\sim 10$ 处出现压力振荡。相反, 在工况 3 基础上关闭一次火箭后的工况 4, 隔离段内提前喷注 0.2 当量比燃料很好替代了一次

火箭稳焰作用,隔离段和燃烧室前半部压力略有下降,燃烧室压力维持在较高的水平。

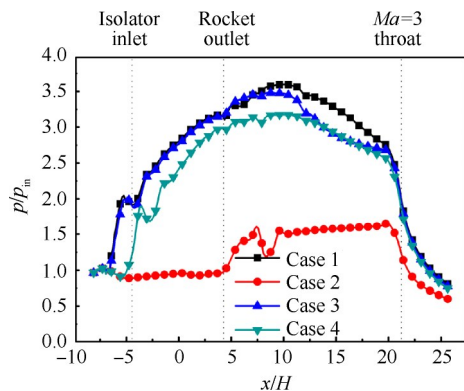


Fig. 5 Comparison of the pressure along inner flow path in different operating modes

图6为 $Ma=3$ 来流不同工作模式下流道静温对比曲线。流道静温在燃烧室内逐渐升高,并在燃烧室几何喉道前达到峰值,随后由于气流加速逐渐降低。工况1和工况3火箭冲压工作模式流道静温更高,火箭射流增强燃烧作用明显。工况4流道温度有所下降,但仍能够保持一定的释热量,相反工况2则只是少量的燃烧释热,流道静温较低。

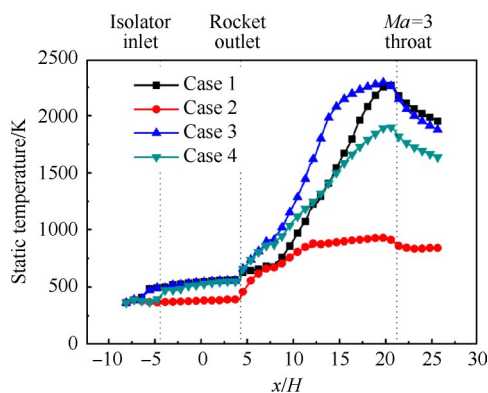


Fig. 6 Comparison of the temperature along inner flow path in different operating conditions

图7为 $Ma=3$ 来流不同工作模式下流道马赫数对比曲线。工况1和工况3火箭冲压工作模式在隔离段内流道马赫数基本一致,而二次燃料集中释热的工况1燃烧室内马赫数更低。在一次火箭关闭后,工况2中二次燃料无法高效燃烧,隔离段内预燃激波串将会消失,在隔离段内主要靠粘性阻力对来流进行减速,同时燃烧室几何喉道的作用仍然使燃烧室保持为亚声速状态并在几何喉道位置壅塞。工况4中二次燃料则保持了高效燃烧,但燃烧室压力略有下

降导致隔离段内预燃激波串会向燃烧室方向移动,同时燃烧室前部速度也较工况3高,燃烧室后部则由于二次燃料燃烧释热带来的燃烧室加速作用更弱反而速度更低。

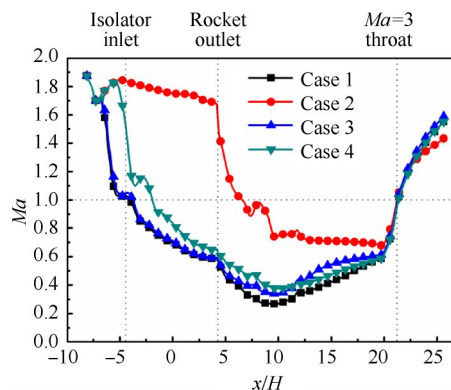


Fig. 7 Comparison of the Mach number along inner flow path in different operating conditions

图8为 $Ma=3$ 来流不同工作模式下流道 $Ma \geq 1$ 流场对比,各个工况燃烧室内均能够保持为亚声速状态。工况1和工况3隔离段内预燃激波串形式基本一致,并在几何喉道位置形成几何壅塞。当一次火箭关闭后,工况2二次燃料无法满足高效燃烧,隔离段内无流动分离,预燃激波串存在于燃烧室内,壅塞位置则在几何喉道之后附近;工况4二次燃料继续高效释热,强度略有下降,导致隔离段内预燃激波串后移,但同样在几何喉道位置形成了一定的壅塞。

3.2 热态性能分析

根据总温升定义燃烧效率为

$$\eta_b = \frac{\tilde{T}_t(x) - \tilde{T}_{t,in}}{\tilde{T}_{AFT} - \tilde{T}_{t,in}} \quad (1)$$

式中 $\tilde{T}_t(x)$ 为流道截面质量平均总温, $\tilde{T}_{t,in}$ 燃烧室入口总温, $\tilde{T}_{AFT}$ 绝热火焰温度。

图9为 $Ma=3$ 来流不同工作模式下流道燃烧效率对比曲线。从图中可以看出,工况1采用了燃料支板喷注燃料,燃烧室内二次燃料释热效果相对更高,燃烧效率最高;工况3燃烧效率则略有下降,燃烧效率仍然较高达到0.910。一次火箭关闭后,工况2无法维持高效燃烧,燃烧效率大幅下降至0.233;工况4虽然能够维持一定的燃烧强度,燃烧效率仍然下降至0.75。

燃烧室总压恢复系数为燃烧室沿程截面质量平均总压 p_t 与燃烧室入口总压 p_0 之比。图10为 $Ma=3$

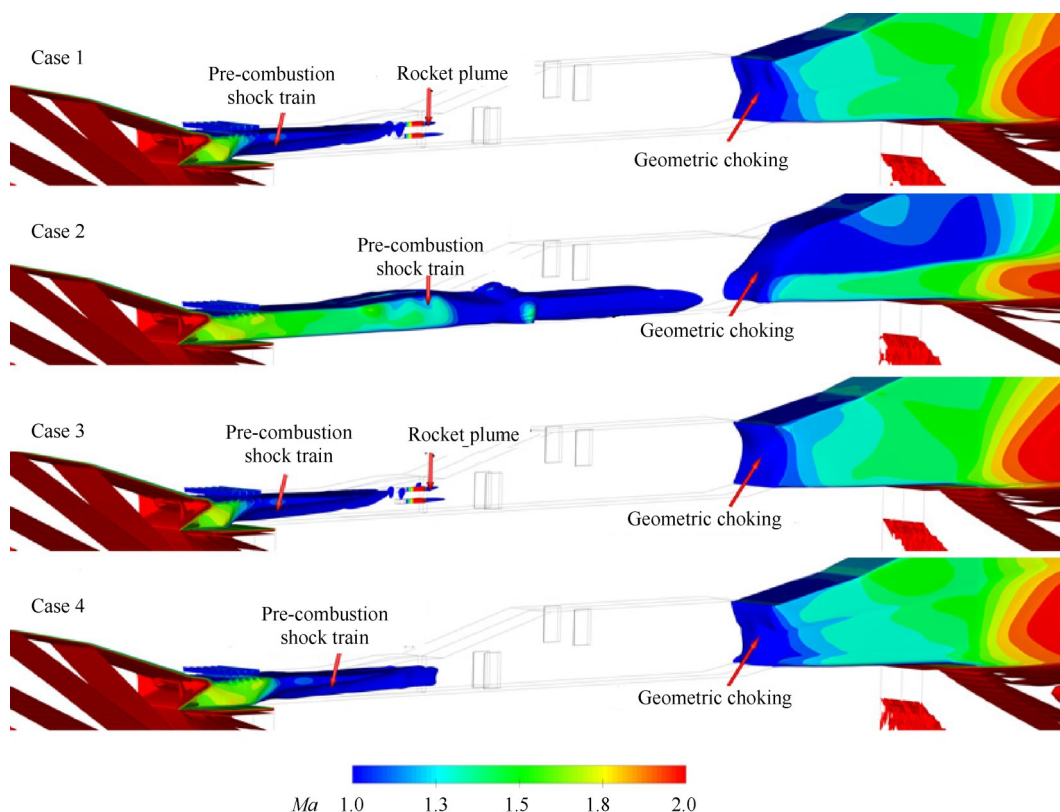


Fig. 8 Comparison of the $Ma \geq 1$ field of the engine in different operating conditions

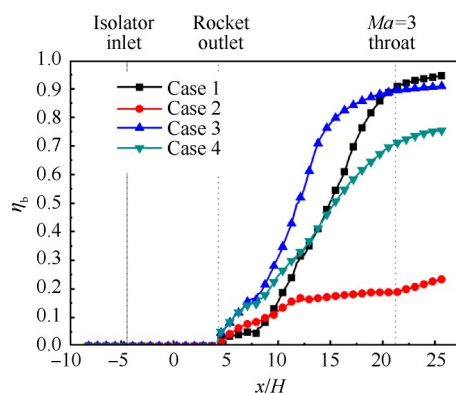


Fig. 9 Comparison of the combustion efficiency along inner flow path in different operating conditions

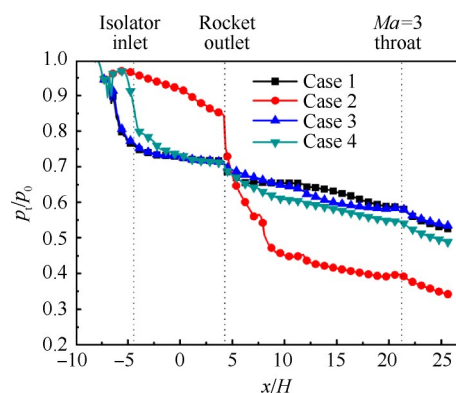


Fig. 10 Comparison of the total pressure recovery coefficient along inner flow path in different operating conditions

来流不同工作模式流道总压恢复系数对比曲线,工况1和工况3由于燃料喷注方式有所差别,导致燃烧室内压力损失略有差别,但燃烧室内整体的释热量和几何喉道大小一致,保证了喉道处总压基本一致,因此在燃烧室出口处总压恢复系数差别较小。在火箭关闭后,燃烧室内释热强度均下降,在保持几何喉道大小不变的情况下,若要在喉道位置处壅塞,更小的燃烧室总温将会带来更大的总压损失。因此,工况2总压损失最大,燃烧室出口处总压恢复系数也更小;工况4相比于工况3,燃烧室出口处总压恢复系数也由0.534降为了0.488。

发动机比冲也是评价发动机性能的一个重要参数,分别定义发动机冲压比冲(I_{sp-ram})和全流道比冲(I_{sp})为

$$I_{sp-ram} = \frac{F_{ram}}{g_0 \dot{m}_{fuel}} \quad (2)$$

$$I_{sp} = \frac{F_{ram} + F_{rocket}}{g_0 (\dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{rocket})} \quad (3)$$

式中 g_0 为重力加速度; F_{ram} 为进排气与冲压燃烧室推力,其为发动机内壁面压力(绝对压力与环境压力的差值)与内壁面阻力之差; F_{rocket} 为火箭燃烧室推力,其为内置火箭在发动机轴线方向的推力; $\dot{m}_{fuel}$

为二次燃料质量流量; $\dot{m}_{\text{rocket}}$ 为火箭推进剂质量流量。

表3为 $Ma=3$ 来流不同工作模式发动机性能对比。表中发动机推力和比冲性能很好地反映了燃烧室不同燃烧组织和工作模式下的状态。工况1采用燃料集中于燃料支板喷注,具有比工况3更优的发动机性能。工况3和工况4相比,同样的喷注策略下,一次火箭工作带来更高的燃烧效率,其发动机的冲压比冲相对更高,进一步说明一次火箭增强二次燃料高效燃烧释热的积极作用。工况2无法组织高效的燃烧,发动机没有正常工作,但在几何喉道的作用下发动机仍然产生了正推力。通过调整变结构燃烧室喷注策略,满足了 $Ma=3$ 来流条件下发动机在不同工作模式下的正常工作,但冲压燃烧室燃烧效率下降,冲压比冲较大幅度下降约10.2%,但相比全流道比冲则提升约14.5%。

Table 3 Performances of engine in different operating modes under $Ma=3$ inflow condition

Case	F_{ram}/N	$F_{\text{rocket}}/\text{N}$	F/N	$I_{\text{sp-ram}}/\text{s}$	I_{sp}/s
1	3960	322	4282	1277	1001
2	819	0	819	264	264
3	3876	322	4198	1250	982
4	3554	0	3554	1146	1146

4 结 论

本文构建了耦合进排气变结构RBCC发动机,研究了其在低来流马赫数冲压模式下全流道性能。针对 $Ma=3$ 来流,研究了火箭冲压燃烧模式下的发动机性能,实现了燃烧室工作模式的转变。通过本文的研究工作得到以下结论:

(1)在火箭冲压工作模式下,一次火箭对二次燃料的稳焰和增强燃烧作用明显。通过一次火箭小流量工作能够提高二次燃料的燃烧效率,冲压燃烧室比冲性能较优。在火箭冲压工作模式下,燃烧室与进排气能够匹配工作。

(2)燃烧室工作在火箭冲压模式时采用燃料支板集中喷注燃料的性能优于隔离段和燃料支板分散喷注时性能。但是,为了使发动机由火箭冲压工作模式向纯冲压工作模式转变,需要在隔离段内提前喷注燃料。同时,发动机工作在纯冲压模式时燃烧效率将会下降,并且发动机冲压比冲比火箭冲压工作模式下降10.2%,全流道比冲则上升14.5%。

致 谢:感谢陕西省重点研发计划的资助。

参考文献

- [1] Clark C, Kloesel K, Ratnayake N. A Technology Pathway for Airbreathing, Combined-Cycle, Horizontal Space Launch Through SR-71 Based Trajectory Modeling [C]. *San Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [2] Daines R, Segal C. Combined Rocket and Airbreathing Propulsion Systems for Space-Launch Applications [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 605-612.
- [3] Flaherty K W, Andrews K M, Liston G W. Operability Benefits of Airbreathing Hypersonic Propulsion for Flexible Access to Space [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, 47(2): 280-287.
- [4] Kodera M, Ogawa H, Tomioka S, et al. Multi-Objective Design and Trajectory Optimization of Space Transport Systems with RBCC Propulsion via Evolutionary Algorithms and Pseudospectral Methods [C]. *National Harbor: 52nd Aerospace Sciences Meeting*, 2014.
- [5] 何国强, 秦 飞, 魏祥庚, 等. 火箭冲压组合发动机燃烧的若干基础问题研究 [J]. *实验流体力学*, 2016, 30(1): 1-14.
- [6] 王亚军, 李 江, 何国强, 等. 基于放热分布的RBCC热力喉道研究 [J]. *推进技术*, 2016, 37(4): 662-668. (WANG Ya-jun, LI Jiang, HE Guo-qiang, et al. Research on Thermal Throat of RBCC Based on Heat Distribution [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(4): 662-668.)
- [7] 徐朝启, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC发动机亚燃模态一次火箭引导燃烧的实验 [J]. *航空动力学报*, 2013(3): 567-572.
- [8] Gounko Y P, Shumskiy V V. Characteristics of Dual-Combustion Ramjet [J]. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2014, 21(4): 499-508.
- [9] Ye J, Pan H, Qin F, et al. Investigation of RBCC Performance Improvements Based on a Variable Geometry Ramjet Combustor [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 874-885.
- [10] Lin B B, Pan H L, Shi L, et al. Effect of Primary Rocket Jet on Thermodynamic Cycle of RBCC in Ejector Mode [J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2017, 37(1): 61-70.
- [11] Shi L, Liu X W, He G Q, et al. Numerical Analysis of Flow Features and Operation Characteristics of a Rocket-Based Combined-Cycle Inlet in Ejector Mode [J]. *Acta*

- Astronautica*, 2016, 127: 182–196.
- [12] Goldberg U, Perroomian O, Chakravarthy S, et al. Validation of CFD Code Capability for Supersonic Combustor Flowfields[C]. *Seattle: 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1997.
- [13] Liu J, Gruber M. Preliminary Preflight CFD Study on the HIFiRE Flight 2 Experiment [C]. *San Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [14] Storch A, Bynum M, Liu J, et al. Combustor Operability and Performance Verification for HIFiRE Flight 2 [C]. *San Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011.
- [15] Yentsch R J, Gaitonde D V. Numerical Investigation of Dual-Mode Operation in a Rectangular Scramjet Flow-path [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30 (2): 474–489.
- [16] Banica M C, Scheuermann T, Chun J, et al. Numerical Study of Supersonic Combustion Processes with Central Strut Injection [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(4): 869–874.
- [17] Franzelli B, Riber E, Sanjosé M, et al. A Two-Step Chemical Scheme for Kerosene–Air Premixed Flames[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(7): 1364–1373.
- [18] Westbrook C K, Dryer F L. Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames [J]. *Combustion Science and Technology*, 1981, 27(1/2): 31–43.

(编辑:张 贺)